

(19)日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-27215

(43)公開日 平成6年(1994)2月4日

(51)Int.Cl.<sup>5</sup>

G 0 1 S 5/14

識別記号

庁内整理番号

4240-5 J

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数1(全8頁)

(21)出願番号 特願平4-180861

(22)出願日 平成4年(1992)7月8日

(71)出願人 000005821

松下電器産業株式会社

大阪府門真市大字門真1006番地

(72)発明者 満永 雄二

大阪府門真市大字門真1006番地 松下電器  
産業株式会社内

(74)代理人 弁理士 小鍛治 明 (外2名)

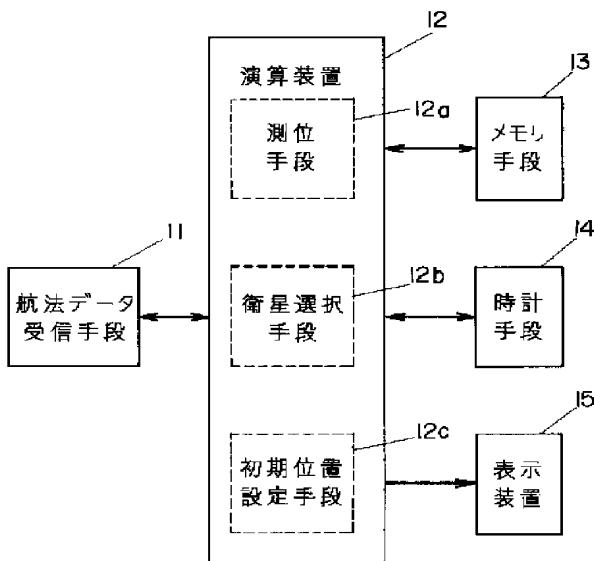
(54)【発明の名称】 携帯型G P S受信機

(57)【要約】

【目的】 位置測位の収束演算を発振することなく安定して行う。

【構成】 測位開始時には前回測位結果位置を測位演算のための初期位置に設定し、選択した衛星が視野外にある場合は他の衛星を捕捉するとともに、捕捉した複数の衛星の中から受信電力の最も大きい衛星の番号を初期位置設定手段12cに出力する。それに従って、初期位置設定手段12cはこの最大受信電力の衛星の位置から初期位置を算出し、そこで得た初期位置をメモリ手段13に出力し、初期位置変更を行う。到來電波強度が最大であればその衛星が最も天頂方向に近い位置にある事が予測されるので、その衛星位置と地球中心とを結んだ線と地球表面との交点が実際の測位点に最も近いものとし、その交点を初期位置とする。

【効果】 上記構成により、位置測位の逐次近似計算による収束演算を発振することなく安定して行うとともに収束演算回数を削減することができる。



## 【特許請求の範囲】

【請求項 1】 G P S衛星からの電波信号を復調して電波伝搬時間を測定すると共に航法データを受ける航法データ受信手段と、該受信手段で得られた電波伝搬時間と航法データをもとに初期位置からの逐次近似計算により現在位置を測定する測位手段と、前記航法データ受信手段から得られる全衛星軌道概略情報と前記測位手段から得られる測位結果を蓄積するメモリ手段と、時計手段と、現在の位置が初期位置と仮定して前記メモリ手段のアルマナックと前記時計手段の時刻から飛来衛星を予測して捕捉衛星を選択する衛星選択手段とを備え、測位結果を次回測位計算の初期値とし、さらに予測捕捉衛星を捕捉できない場合には他の衛星を捕捉するように構成し、他の衛星を捕捉した場合には捕捉衛星の中の測位点の天頂方向に最も近い位置にある捕捉衛星と地球の中心を結んだ線と地球表面の交点近辺の位置に初期位置を更新する初期位置設定手段とを備えたことを特徴とする携帯型G P S受信機。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0 0 0 1】

【産業上の利用分野】 本発明は、G P S衛星を利用して位置測定を行なう単独測位G P S受信機、特に電源オフの状態で移動を行なう頻度の高い携帯型G P S受信機に関するものである。

## 【0 0 0 2】

【従来の技術】 従来から、G P S衛星からの電波を単独で受信して現在位置を測定する単独測位型のG P S受信機は知られており、利用の拡大および小型化技術の進展に伴い携帯型のG P S受信機が出現している。

【0 0 0 3】 図3は従来のG P S受信機のブロック図であり、図4は従来のG P S受信機の動作概要を示すフローチャートである。

【0 0 0 4】 図3において、1 1は変調された複数の衛星からの電波信号を復調し衛星位置情報と電波伝搬時間および全衛星軌道概略情報（以下アルマナックと呼ぶ）を演算装置1 2へ出力する航法データ受信手段である。

【0 0 0 5】 1 2は演算装置で、1 2 aは航法データ受信手段1 1から入力される複数の衛星位置情報と電波伝搬時間をもとに初期位置からの逐次近似計算で現在位置を測定し、結果をメモリ手段1 3と表示装置1 5へ出力する測位手段、1 2 bは航法データ受信手段1 1から入力されるアルマナックをメモリ手段1 3へ出力すると共に、測位開始時にアルマナックをメモリ手段1 3から時刻データを時計手段1 4から入力し、現在位置が初期位置または前回測位結果位置と仮定して衛星選択を行なう衛星選択手段である。

【0 0 0 6】 1 3は測位結果やアルマナック等を記憶するメモリ手段、1 4はバックアップ電源により停電時も時刻を計測し、測位開始時に衛星飛来予測を行なう為の概略時刻を出力する時計手段、1 5は演算装置1 2から

入力される測位結果等をC R T等に表示する表示装置である。

【0 0 0 7】 次に、従来の動作を説明する。衛星選択手段1 2 bは、測位開始時に時計手段1 4から概略の時刻データを読みだし、メモリ手段1 3から全衛星の軌道概略情報であるアルマナックと初期位置または初期位置として用いる前回測位結果を読みだし、初期位置での時計手段1 4で示される時刻における衛星飛来予測を行ない、位置計測に使用するための3個または4個以上の衛星の番号を航法データ受信手段1 1に通知し、衛星捕捉動作開始を指示する（ステップ2 0 1）。

【0 0 0 8】 航法データ受信手段1 1は衛星選択手段1 2 bにより指示される衛星について順次捕捉動作を開始する。捕捉不可能の場合は衛星切替え要求を衛星選択手段1 2 bに出力し、衛星選択手段1 2 bはアルマナックに従い別衛星を選択してその衛星番号を航法データ受信手段1 1に出力する（ステップ2 0 2, 2 0 3）。

【0 0 0 9】 衛星を捕捉し、その衛星の電波を受信すると、航法データ受信手段1 1はスペクトラム拡散変調された衛星電波を復調することにより同期した受信信号の位相から電波伝搬時間を測定し、またその受信電波に乗せられた信号から送信時刻および衛星位置の衛星情報を抽出して測位手段1 2 aへ出力する。

【0 0 1 0】 測位手段1 2 aは、航法データ受信手段1 1から入力される電波伝搬時間・電波送信時刻・衛星位置情報に基づき、後述する収束演算によって現在位置を計測する。そしてその測位結果を表示装置1 5に出力表示するとともに、メモリ手段1 3に出力し記憶する（ステップ2 0 4）。

【0 0 1 1】 ここでG P Sによる測位の原理は次の通りである。電波の送信点と受信点に完全に同期した時計があって、送信信号がその時計で制御されていたとする。受信点でその受信のタイミングを測定すれば送受信点間の電波の伝搬時間を求めることができ、それに光速度を乗ずれば送受信点間の距離を求めることができる。またG P S衛星はその衛星自身の位置を受信側にて計算によって求める為の位置情報を送信している。

【0 0 1 2】 従って、その電波の伝搬時間を受信点で測定して距離を求めれば、衛星を中心とした一定距離の球面上に測定点は位置することになる。またその中心となる衛星の位置はそのデータとその時の受信電波に乗せられた衛星位置情報に基づいて求められる。そしてそれ位置が異なった3つの衛星について行えば、3つの各衛星を中心とする3つの球面の交点として測定位置を求めることができる。

【0 0 1 3】 しかしこのよう3つの衛星のみからの電波を受信して3つの球面の交点を求めるようとするなら、受信点の時計を衛星の時計に正確に同期させる必要がある。現実には受信点の時計を衛星の時計に同期させることは技術的に問題があるうえ、受信機を安価にするうえ

でも不利である。

【0014】この問題を解決するために、受信する衛星の数を1個増加させる。すなわち受信点では4つの衛星の信号を受信して3方向の座標と衛星・受信機間の時計誤差の4つを未知数とする連立方程式を解くことにより、受信点の位置を求めることができる。また測定点の高さが既知の場合は3個の衛星からの信号受信で位置を求ることもできる。

【0015】しかし、移動衛星であるGPS衛星が視野から消える時やビル等の障害物によって電波が遮断される時の受信衛星の切り替えをスムーズに行うために、通常は受信機は予備の衛星信号受信回路を持ち、同時に5個以上の衛星からの電波を受信できる構成にする。\*

$$r_i = c (t_{0i} + \delta t)$$

$$= \{ (x_i - x_{0i})^2 + (y_i - y_{0i})^2 + (z_i - z_{0i})^2 \}^{1/2} + c \delta t$$

【0019】ここにcは光速、 $t_{0i}$ は真の電波伝搬時間、 $\delta t$ は受信機の時計のずれである。

【0020】ここで $x_{0i}$ 、 $y_{0i}$ 、 $z_{0i}$ 、 $\delta t$ という4つの数が未知数であるため、4つの衛星( $i = 1, 2, 3, 4$ )について4元連立方程式を立てれば、位置を計測することができる。

【0021】しかしながら、上式には未知数の2乗や平方根があつて線形ではないので簡単に解くことができない。そこで実際には以下のような位置の推定値を真の位置に収束させる方法が一般的に行われている。

【0022】即ち、まず、位置の推定値を $(x_e, y_e, z_e)$ とし、時計のずれの推定値を $\delta t_e$ とし、各推定値と真の値との誤差を $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$ 並びに $\Delta t$ ※

$$r_i = r_e + \Delta r_i$$

$$= \{ (x_i - x_e)^2 + (y_i - y_e)^2 + (z_i - z_e)^2 \}^{1/2} + c \delta t_e$$

【0026】ここに、 $\Delta r_i$ は推定距離と実測距離との差であるのでこの値を求めることができる。

【0027】ここで、(数2)を(数1)に代入してテラーラー展開して2次以降の微少項を省略し、更に(数★

$$\begin{aligned} \Delta r_i &= (x_e - x_i) / (r_e - c \delta t_e) \Delta x \\ &+ (y_e - y_i) / (r_e - c \delta t_e) \Delta y \\ &+ (z_e - z_i) / (r_e - c \delta t_e) \Delta z + c \Delta t \end{aligned}$$

【0029】(数4)は推定値の誤差 $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$ に、推定位置から衛星方向を向いた単位ベクトルの各方向余弦をそれぞれ乗じて成分毎の値を求め、この合成値に、推定時間誤差 $\Delta t$ に光速を乗じた値を加え合わせれば、推定距離 $r_e$ と実測距離 $r_i$ の差 $\Delta r_i$ に等しくなることを示している。(数4)に基づいて4つの*i*について1次の4元連立方程式を立てることにより推定位置の誤差 $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$ 並びに推定時間誤差 $\Delta t$ を求めることができる。

【0030】そのあと、求められた各誤差を推定値に加

\* 【0016】今、図5に示すように、地球中心を原点とし地球自転軸に沿って北方向を正方向とするz軸、グリニッジ子午面と赤道面との交点方向にx軸をとる3次元右手系直交座標系を考え、測定点の座標を $\{x_0, y_0, z_0\}$ とし、衛星の位置を $\{x_i, y_i, z_i\}$ とする。*i*は衛星を特定する番号を示すものとする。

【0017】航法データ受信手段1により測定した*i*番衛星からの電波伝搬時間を $t_i$ とすれば、実測距離 $r_i$ はピタゴラスの定理によって次の(数1)で表わされる。

【0018】

【数1】

※とすれば真の値との関係は次の(数2)のようになる。

【0023】

【数2】

$$x_e = x_0 + \Delta x$$

$$y_e = y_0 + \Delta y$$

$$z_e = z_0 + \Delta z$$

$$\delta t = \delta t_e + \Delta t$$

【0024】また、推定距離を $r_e$ とすると次の(数3)のようになる。

【0025】

【数3】

★3)を代入して整理すると次の(数4)を得る(導出については省略する)。

【0028】

【数4】

え、これを新たな推定値とし、誤差が所定の微少値に収束するまで繰返しの演算を行い真の位置と時計誤差を求める。これが従来よりの収束演算方式である。

【0031】ここで、高さが既知の場合は(数4)の $\Delta z$ が既知であり、3個の衛星を使用した1次の3元連立方程式を立てることにより位置を計測することができる。

【0032】

【発明が解決しようとする課題】しかしながら、このように従来のGPS受信機の測位位置計算方法では、演算

を行う場合の推定位置（この推定位置を初期値として演算を開始する）をいかに決めるかが課題である。例えば一旦測位を中断し、長い距離を移動した後で再び測位を開始したような場合に、実際の測定位置と推定位置が大きくずれてしまう事となり、このように実際の測定位置と推定位置が大きくずれていた場合には位置計算結果が収束せず、システムが発振状態におちいることがあるという問題点があった。

#### 【0033】

【課題を解決するための手段】本発明は上記課題を解決するもので、まずは前回測位した時の測位位置における衛星飛来予測を行い、その予測結果に基づいて衛星を決めて捕捉を試み、衛星電波を捕捉できた場合は前回測位結果を初期位置として収束演算を行うように構成し、前記衛星飛来予測によって衛星電波を捕捉できない場合は、新規に別の衛星を探索して衛星電波捕捉を試み、別の衛星の捕捉に成功した場合にはこの捕捉衛星と地球中心と結んだ線と地球表面との交点近辺に測位初期位置を変更する初期位置設定手段を設けたものである。

#### 【0034】

【作用】本発明は上記した構成により、衛星飛来予測によって衛星電波を捕捉できない場合に、前回測位位置から大きく移動しているものとみなすので、初期位置変更の処理をいち早く開始する事が出来るとともに、その変更位置を、捕捉衛星と地球中心とを結んだ線と地球表面との交点近辺としたので、収束演算を安定して行う事が出来る。

#### 【0035】

【実施例】以下本発明における携帯型G P S受信機の一実施例について、図を参照しながら説明する。

【0036】図1は本発明の一実施例における携帯型G P S受信機のブロック図であり、図2は本発明の一実施例の動作概要を示したフローチャートである。

【0037】図1において、11は変調された複数の衛星からの電波信号を復調し、衛星位置情報と電波伝搬時間およびアルマナックを演算装置12へ出力する航法データ受信手段である。12は演算装置であり、12aは航法データ受信手段11から入力される複数の衛星位置情報と電波伝搬時間をもとに初期位置からの逐次近似計算で現在位置を測定し、結果をメモリ手段13と表示装置15へ出力する測位手段である。

【0038】12bは衛星選択手段、13は測位結果やアルマナック等を記憶するメモリ手段である。衛星選択手段12bは主に次のような処理を行う。すなわち、航法データ受信手段11から入力されるアルマナックをメモリ手段13へ出力する。また測位開始時にアルマナックをメモリ手段13から読み出し、時計手段14から時刻データを受け、現在位置が初期位置であると仮定して衛星選択を行ない、選択衛星番号を航法データ受信手段11に出力する。衛星捕捉が不可能であって航法データ

受信手段11から別衛星要求信号が入力された場合は、次の衛星を選択し、衛星番号を航法データ受信手段11に出力すると共に初期位置変更要求を初期位置設定手段12cへ出力する。

【0039】初期位置設定手段12cは主に次のような処理を行う。すなわち、測位開始時に前回測位結果位置を測位演算のための初期位置に設定し、衛星選択手段12bから初期位置変更要求が入力された場合は航法データ受信手段11から入力される衛星位置情報から衛星位置と地球中心とを結んだ線と地球表面との交点を計算し、初期位置をこの計算によって得られた位置データに変更設定する。

【0040】14はバックアップ電源により停電時も時刻を計測し、測位開始時に衛星飛来予測を行なう為の概略時刻を出力する時計手段、15は演算装置12から入力される測位結果等をC R T等に表示する表示装置である。

【0041】次に本実施例の携帯型G P S受信機の動作を詳細に説明する。初期位置設定手段12cは、測位開始時にメモリ手段13から前回測位結果位置を読みだし、測位演算のための初期位置としてメモリ手段13に

出力記憶する（ステップ101）。【0042】次に衛星選択手段12bは、時計手段4から概略の時刻データを読みだし、メモリ手段13から全衛星の軌道概略情報であるアルマナックと初期位置を読みだし、初期位置での時計手段14で示される時刻における衛星飛来予測を行なう。この衛星飛来予測の結果より、位置計測に適すると予測される3個または4個以上の衛星の番号を航法データ受信手段11に通知し、衛星捕捉動作を開始させる（ステップ102）。

【0043】航法データ受信手段11は、衛星選択手段12bにより指示された衛星の捕捉動作を行ない、捕捉不可能な衛星がある場合は別衛星選択要求を衛星選択手段12bに要求する（ステップ103）。衛星選択手段12bはアルマナックに従い別衛星を選択し、航法データ受信手段11に衛星番号を通知する（ステップ104）とともに、選択した衛星が初期位置から視野内にあるかを判定する（ステップ105）。

【0044】選択した衛星が視野外にある場合は初期位置変更を初期位置設定手段12cに出力する。航法データ受信手段11はスペクトラム拡散変調された衛星電波を復調することにより同期した受信信号の位相から電波伝搬時間を測定するとともに、受信電波から送信時刻および衛星位置の衛星情報を抽出し、測位手段12aへ出力するとともに、受信電力の最も大きい衛星の番号を初期位置設定手段12cに出力する。

【0045】次に初期位置設定手段12cは、衛星選択手段12bから初期位置変更要求が入力されている場合のみ、航法データ受信手段11により指示される最大受信電力の衛星の位置から得た初期位置をメモリ手段13

に出力し変更する(ステップ106)。

【0046】ここで初期位置の変更を最大受信電力の衛星の位置に従って行う理由は、衛星が測位点の天頂方向にある時がその衛星までの距離が最も短かく、また伝搬損失が最も小さいことからその衛星からの到来電波強度が最大となる事が予測されるからである。つまり、到来電波強度が最大であればその衛星が最も天頂方向に近い位置にある事が予測されるので、その衛星位置と地球中心とを結んだ線と地球表面との交点が実際の測位点に最も近いと思われるからである。

【0047】また最近主流の平面型マイクロストリップアンテナの指向特性は天頂方向の受信電波強度が最大になるので、この事からも到来電波強度が最大であればその衛星が最も天頂方向に近い位置にある事が予測される。

【0048】測位手段12aは航法データ受信手段11から入力される電波伝搬時間・電波送信時刻・衛星位置情報から、従来例で示した収束演算によって現在位置を計測し、その測位結果を表示装置15に出力表示し、またこの測位結果をメモリ手段13に出力し、記憶させる(ステップ107)。

#### 【0049】

【発明の効果】以上のように本発明は、前回測位位置における衛星飛来予測を行い視野外の衛星を捕捉した場合に、受信最大電力の衛星を天頂とする位置に測位計算の初期位置を変更する初期位置設定手段を設けた構成によ

り、位置測位の逐次近似計算による収束演算を発振することなく安定して行うとともに収束演算回数を削減することができる。従って、例えば電源断の状態で装置を大きく移動させたような場合や、記憶している初期位置が失われた場合でも、安定して測位位置収束演算を行うことができ、かつ初期位置と測位位置との誤差が小さいことにより収束演算を短時間で行うことができるものである。

#### 【図面の簡単な説明】

【図1】本発明における携帯型GPS受信機の一実施例のブロック図

【図2】同実施例の動作概要を示したフローチャート図

【図3】従来のGPS受信機のブロック図

【図4】従来のGPS受信機の動作概要を示すフローチャート

【図5】GPSによる位置測定を説明するための説明図

#### 【符号の説明】

11 航法データ受信手段

12 演算装置

12a 測位手段

12b 衛星選択手段

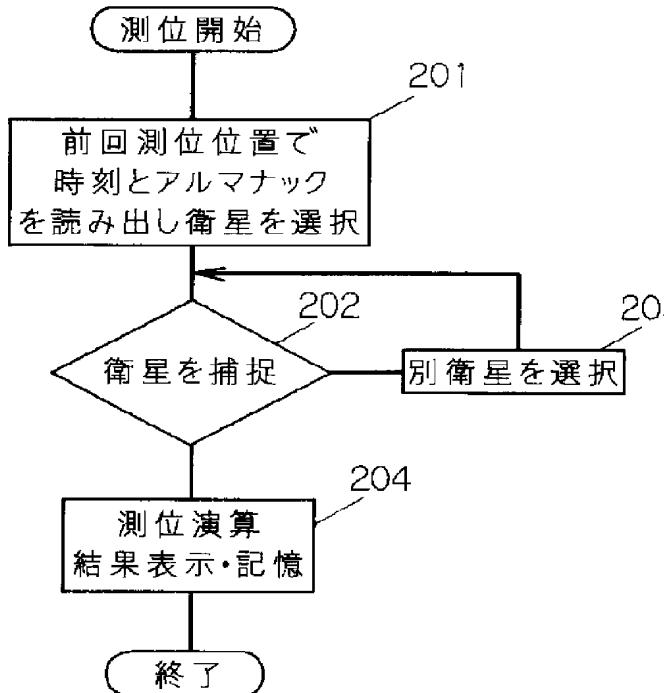
12c 初期位置設定手段

13 メモリ手段

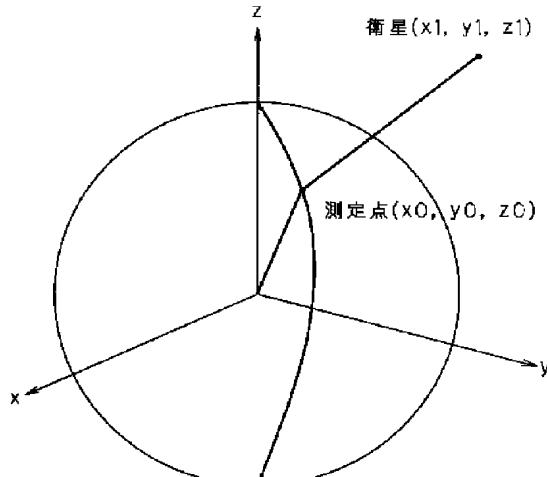
14 時計手段

15 表示装置

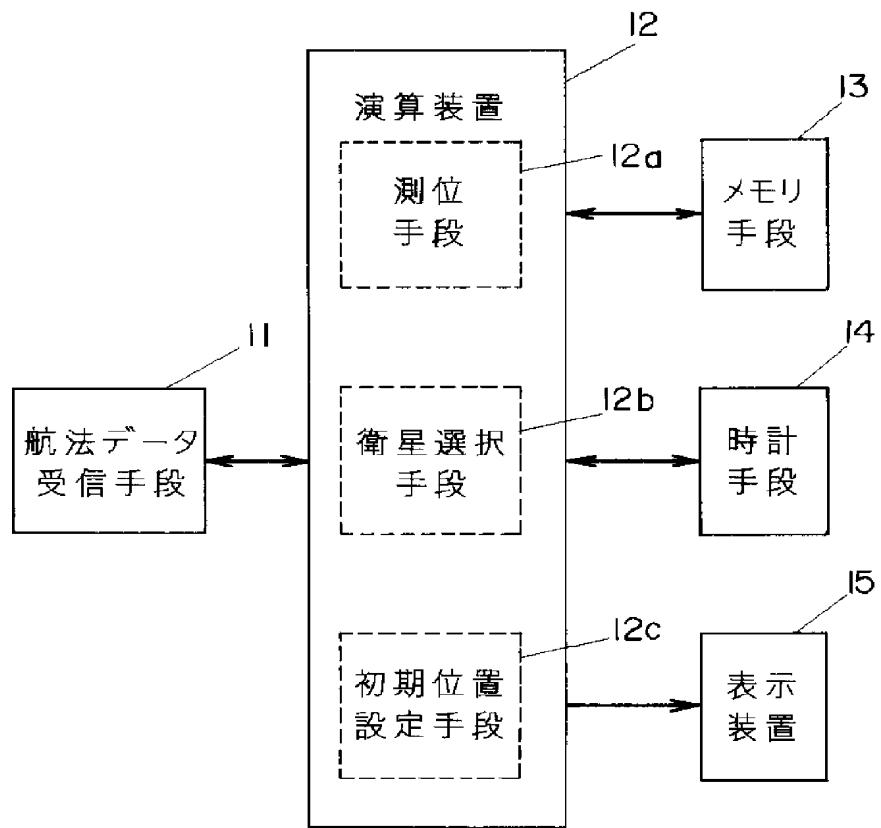
【図4】



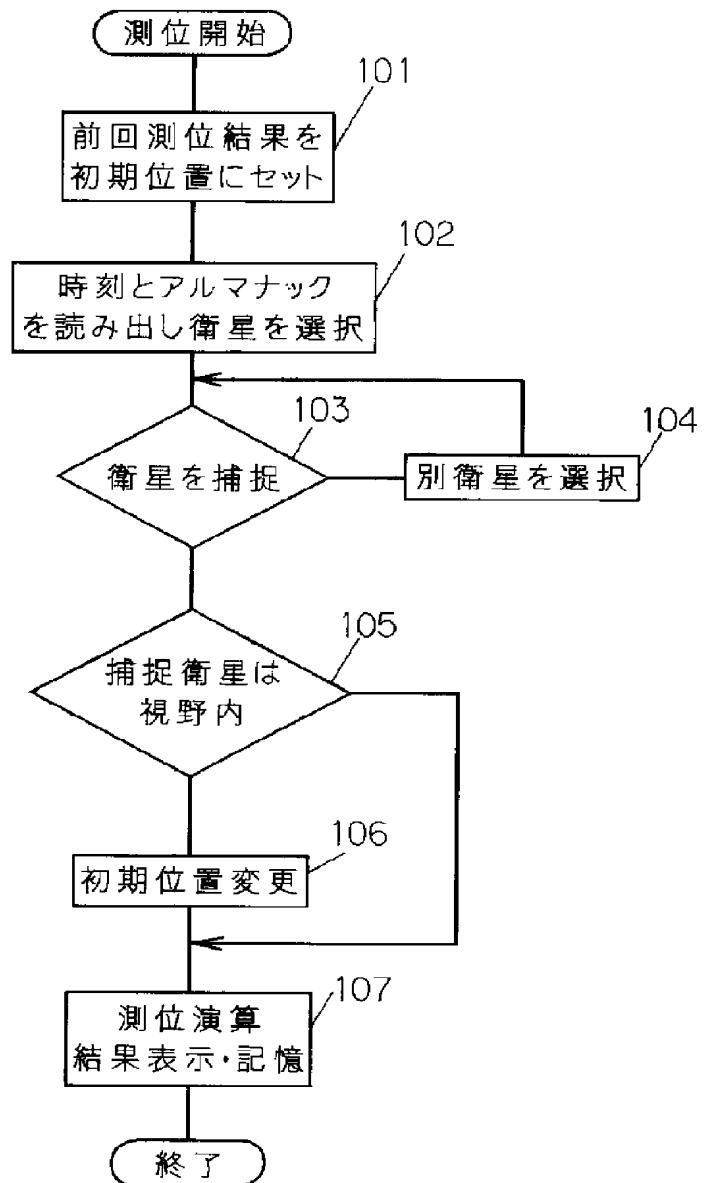
【図5】



【図1】



【図2】



【図3】

